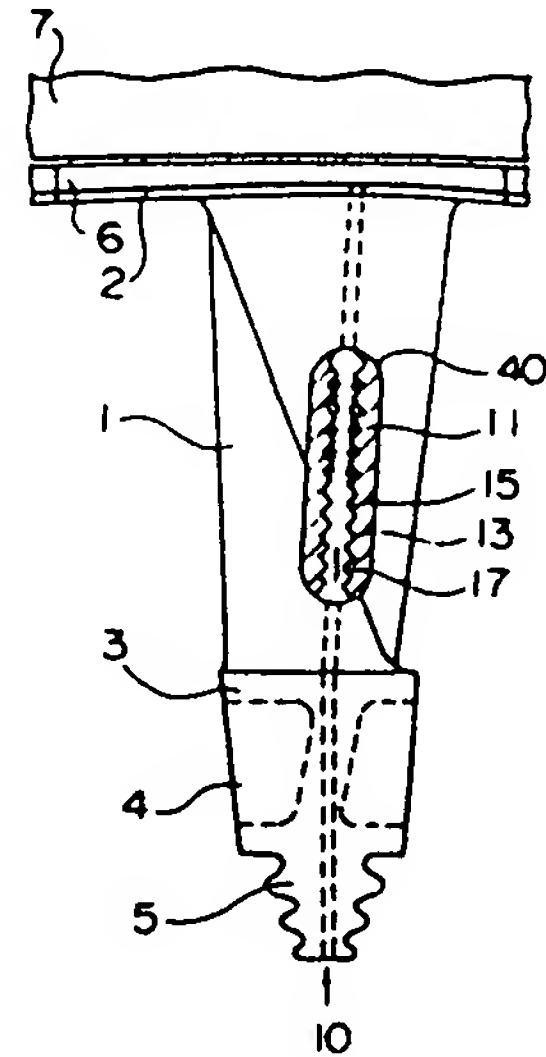


(54) GAS TURBINE BLADE WITH COOLING PASSAGE AND COOLING
PASSAGE MACHINING METHOD THEREOF

(11) 3-182602 (A) (43) 8.8.1991 (19) JP
(21) Appl. No. 64-320132 (22) 8.12.1989
(71) HITACHI LTD (72) SEIICHI KIRIKAMI(6)
(51) Int. Cl.⁵ F01D5 18

PURPOSE: To improve cooling effect with small cooling medium flow by forming cooling passages, with one or plural lines of spiral irregular parts provided at the inner walls thereof, inside a blade.

CONSTITUTION: Plural cooling passages as the passages of a cooling medium 10 are provided from a platform 3 to a shroud 2 inside a blade part 1, and a line of female screw 11 is machined at the inner wall of the cooling passage. The cooling medium 10 thereby flows in the right-angled direction (17) to the protruding part 15 and recessed part 13 of the female screw 11, so that a vortex is generated, a temperature boundary layer is separated and becomes thin, and the heat flow speed is increased so as to increase a heat transmission rate. The cooling effect is thereby accelerated to improve cooling efficiency.



⑩ 日本国特許庁(JP) ⑪ 特許出願公開

⑫ 公開特許公報(A) 平3-182602

⑬ Int. Cl.³ 識別記号 庁内整理番号 ⑭ 公開 平成3年(1991)8月8日
F 01 D 5/18 7910-3G

審査請求 未請求 請求項の数 6 (全8頁)

⑮ 発明の名称 冷却流路を有するガスタービン翼及びその冷却流路の加工方法
⑯ 特 願 平1-320132
⑰ 出 願 平1(1989)12月8日
⑱ 発 明 者 桐 上 清 一 茨城県日立市幸町3丁目1番1号 株式会社日立製作所日立工場内
⑲ 発 明 者 佐 藤 勲 茨城県日立市幸町3丁目1番1号 株式会社日立製作所日立工場内
⑳ 発 明 者 清 水 暢 夫 茨城県日立市幸町3丁目1番1号 株式会社日立製作所日立工場内
㉑ 発 明 者 荒 井 修 茨城県日立市幸町3丁目1番1号 株式会社日立製作所日立工場内
㉒ 出 願 人 株式会社日立製作所 東京都千代田区神田駿河台4丁目6番地
㉓ 代 理 人 弁理士 本 多 小 平 外1名
最終頁に続く

明 細 書

1. 発明の名称

冷却流路を有するガスタービン翼及び
その冷却流路の加工方法

2. 特許請求の範囲

- 1 翼内部に冷媒を通過させる翼の根元から先端に亘る複数の冷却流路を有するガスタービン翼において、前記冷却流路は該流路の内壁に一条または複数の螺旋状凹凸部を有することを特徴とするガスタービン翼。
- 2 前記冷却流路は、前記の螺旋状凹凸部の他に、更に、該流路の長手方向に間隔を置いた個所に拡張されたりセス部を有する請求項1記載のガスタービン翼。
- 3 前記冷却流路がガスタービン翼の前縁部又は後縁部に設けられている請求項1又は2記載のガスタービン翼。
- 4 ガスタービン翼内部に翼の根元から先端に亘る複数の丸孔をあけ、該丸孔に放電加工用電極

を挿入して該電極を回転させると共にその回転軸方向に移動させることによって、上記丸孔の内壁に一条または複数の螺旋状凹凸部を放電加工により形成することを特徴とするガスタービン翼の冷却流路の加工方法。

- 5 前記放電加工用電極は外面に一条または複数の螺旋状凹凸部を有する棒状電極である請求項4記載のガスタービン翼の冷却流路の加工方法。
- 6 ガスタービン翼内部に翼の根元から先端に亘る複数の丸孔をあけ、該丸孔に電解液を側方に噴出する電解加工用中空電極を挿入し、該電極を回転させると共にその回転軸方向に移動させることによって、上記丸孔の内壁に一条または複数の螺旋状凹凸部を電解加工により形成することを特徴とするガスタービン翼の冷却流路の加工方法。

3. 発明の詳細な説明

〔産業上の利用分野〕

本発明は、冷却流路を有するガスタービン翼およびその冷却流路の加工方法に関するものである。

特開平3-182602 (2)

【従来の技術】

ガスタービンにおいてはタービン入口温度の高熱化による効率の向上が追求されている。高熱化に対してはガスタービンの高温部重要部品を許容温度以下に保つための冷却を必要とするが、一般に冷却は、主燃ガスすなわちガスタービン翼を回転させる作動ガスの温度を低下させ、また主燃ガスと冷却用の冷媒との混合損失を誘起する。従ってタービン入口温度の高熱化のメリットを十分発揮するためには極力少ない冷媒量で効果的に冷却を行う技術が必要とされる。特に、回転する動翼には大きな遠心力が作用するので、動翼の冷却は強度・信頼性の観点から重要である。従来、ガスタービン動翼に対しては翼部内にあけた冷却孔内に冷媒を通し、動翼先端部より排出させる、いわゆる単純対流冷却方式が構造の簡単さから多用されている。その典型的な従来例が第5、第6、第7図に示されている。

同図において、ガスタービン動翼は翼部1、シュラウド2、ブラットホーム3、シャンク4、ダ

ブテイル5より構成され、シュラウド2の先端には、シールフィン6が取付けられている。動翼は回転ディスク（図示省略）にダブテイル5を介して摩散性取付けられ、ケーシング7の内部を流れる作動ガス（主燃ガス）によって回転運動する。そして動翼の冷却は、冷媒をダブテイル5の下端やブラットホーム3の下部などから供給し、シャンク4や翼部1の内部にあけられた摩散本の円筒状冷却孔8の腔面を冷却しながら通過させ、動翼先端部より排出させることにより、行なわれる。

冷媒としては、空気、蒸気、水などの液体が使用される。又、冷却孔8は動翼を均一かつ効果的に冷却するよう、径、本数、位置などが最適設計される。

【発明が解決しようとする課題】

上記の冷却方式は、構造が簡単で設計信頼性が高いが、一定冷媒流量に対する冷却効率は、例えば、翼面から冷媒を吹き出すフィルム冷却方式に比べて劣るのが普通である。このため対流冷却方式を、熱負荷の高い翼に対して適用するには空力

性能をある程度犠牲にし、冷媒流量を増して対応せざるを得なかった。すなわち円筒状の冷却孔8は、内部を流れる冷媒による対流冷却効果を利用したものであるが、その構造上冷却孔径に対して軸方向距離が大きいため、冷却効果が翼の根元から先端に行くに従って低下するという欠点がある。これを更に説明すると、第8図のように、内部冷却媒体温度境界層100は入口から先端に行くに従って発達し、壁面メタル温度と冷媒の温度差が小さくなり、熱伝達が低下する。このため、多量の冷媒を流さざるを得なかった。

しかしながら、多量の冷媒を流すと、前述したように、主燃ガスの温度を低下させ、また冷媒との混合損失を誘起する以外に、次のような問題点も生じる。すなわち第9図に示すように、翼部1のメタル温度を低下するため、冷却孔8が翼弦方向にあげられているが、特に前縁においてはメタル温度が低くなるため、そこの冷却孔8は穴径を大きくして対応する必要がある。また、前縁の温度を低下させるためには熱伝達率を上げる必要

があり、そのため一般にd、寸法を大きくする。すなわち、入口のRを大きくする必要がある。しかしながらd、寸法を大きくすると翼外面の衝突損失が増大し翼性能を低下させてしまうという問題が生じる。

冷却効果を高めるために、内部冷却通路に乱流促進用のリブを設けたタービン翼が、例えば特開昭60-10120号によって提案されているが、十分な冷却効果は期待できないし、しかもリブの加工法については何ら開示されていない。

したがって、本発明の目的は冷媒流量は少なくても冷却効果の大きい冷却通路を有するガスタービン翼を提供し、ひいては、冷却効率向上によって平均メタル温度を下げてガスタービン翼の長寿命化を図り、或は燃焼ガス温度を上昇させてガスタービンの熱効率を向上させることにある。

また他の発明は、上記発明の目的を達成するための冷却通路を容易に形成することのできる加工方法を提供することを目的としている。

〔課題を解決するための手段〕

本発明は、上記目的を達成するために、特許請求の範囲の請求項1ないし3の各々に記載の冷却流路を有するガスタービン翼を提供し、また請求項4ないし6の各々に記載の該冷却流路の加工方法を提供する。

〔作 用〕

冷媒としての空気、水又は蒸気は動翼の根元から冷却流路内を流れて翼先端部より作動流体（主流ガス）中に排出される。本発明においては、冷却流路には一葉又は複数葉の螺旋状の凹凸部が形成されているので、冷媒との接触面積が広がって、翼は効率的に冷却される。しかも凹凸部が形成されているので、冷媒の流れは乱流となり、冷却効果は一段と高いものとなる。

このように、効率的に翼が冷却されるので、翼のメタル温度を下げることができ、長寿命のガスタービン翼が得られ、また燃焼ガス温度を上昇させてガスタービンの熱効率を上げることがもできる。また冷却流路の加工に、放電加工または電解加

の出入口の圧力差と冷却孔8の流入流出部および冷却孔8内部の流動抵抗によって定まる。本実施例のガスタービン動翼では、第4図に示す如く、この冷媒10に攪乱もしくは渦20の成分を持たせたことを特徴とする。冷媒10の攪乱20が冷却性能を向上させる機構についてここで説明する。

説明例として流れの攪乱成は渦20により冷却孔8内熱伝達率が增大する現象をより詳しく第10図にて説明する。第10図(a)は冷却孔8を示す模式図であり、孔径 d 、孔の長さ、凹凸の幅 a 、ピッチ p 、深さ h 等、および冷媒10の物性値、レイノルズ数 Re を与えると、冷却孔8内熱伝達率は、第10図(b)に示す如く、孔壁面に凹凸部15、13がない場合に比較して最適な凸部15高さ a と凸部15ピッチ p を有する場合には約2倍となる（日本機械学会編集、伝熱工学資料改訂第3版、頁119）。第10図(b)の縦軸はヌッセルト数（熱伝達率を示す数で、大きいほど熱伝達が良い）を示す。

冷媒10に攪乱20の成分を与える手段として、

工が使用されるので、一葉または複数葉の螺旋状凹凸部を容易に形成することができる。この場合、冷却流路は翼の根元と先端の両方向から加工することでもでき、例えば流路が「く」の字形に途中で曲った設計のものにも容易に対応できる。

〔実 施 例〕

本発明の一実施例によるガスタービン翼について説明する。

第1図～第3図において、ガスタービン動翼は、翼部1と、その先端部であるシュラウド2と、その根元部であるプラットフォーム3、シャンク4、ダブチイル5より構成され、多数枚が回転ディスク（図示省略）の外周にはめ込まれ、円筒または円錐状の内周面を持つケーシング7内を流れる高圧の作動流体（主流ガス）によって回転する。このガスタービン動翼を冷却する冷媒10は動翼の下部から供給され、シャンク3、翼部1を貫通する冷却孔すなわち冷却流路8（尚、冷却孔は一部しか図示していない）を通り、翼先端部より作動流体中に排出される。冷媒10の流量は冷却孔8

第1図ないし第3図に示した本実施例においては、工作性を考慮し、ガスタービン動翼の冷却孔すなわち冷却流路8に一葉のメネジ11を加工した構造を採用した。メネジ11の凸部（山部）15、凹部（谷部）13に対し直内方向17に冷媒10が流れるため、渦20が発生し温度境界層（第4図）が剥離されなくなり、これによって熱伝達が増加し熱伝達率が增大する。

本実施例における冷却効果の計算例を下記に示す。

条件1. 主流ガス温度：1000℃

2. 冷却空気温度：350℃

3. ガス熱伝達率：3000 kcal/m²H℃

4. 空気熱伝達率：従来2000 kcal/m²H℃

本実施例4000 kcal/m²H℃

5. 材質：ニッケル基超合金

6. ガスタービン出力：約80 MW

この条件におけるガスタービン動翼の表面メタル温度は、従来例では830℃

本実施例では800℃

となり、本実施例では約30%で低減する。

従って、従来の同一寿命（クリープラプチャー）で使う場合、主流ガス温度は、1030℃として良く、この温度上昇により熱効率の高いガスタービンを提供することができる。

クリープラプチャー曲線の検討の結果、同一応力、同一主流ガス温度において、メタル温度が30%で下がると、寿命が約10倍に延びる。すなわち、信頼性の高いガスタービン質を提供することができる。

上述の実施例ではガスタービン動翼の冷却10%が気体すなわち空気の場合を想定して説明したが、水などの液体を冷却として用いた場合も同様の効果が期待できる。

本実施例におけるメネジ形状の電極を有する冷却孔は、下記のように放電加工により製作することができる。

図11に良く知られた方法として、先ず、冷却孔のないガスタービン翼を精密鍛造により製作する。次いで円筒形状の通電調整の電極を用い、電

極と翼との放電現象にて徐々に円筒形状の冷却孔を加工する。更に、メネジ形状の凹凸部を冷却孔端面に與すためには、オネジ形状の電極を製作し、この電極を回転させながら同調した速度で徐々にその軸方向に移動させて冷却孔端面をメネジ形状に放電加工する。

本実施例の様な形状を容易に加工する装置を図11図に示す。放電加工機は、従来の放電加工機と同様、Z方向に移動可能な電極50、電極50の位置決めを行なうサーボモータ51、電極50を被加工物55に対して適正な加工ギャップに制御するコントローラ52、加工液系統53、放電を発生させる電気系統54を有する。更に本発明においては、電極50をZ軸のまわりに回転位置決めし得る機構を追加する。

被加工物55に始めに円筒形状の冷却孔を加工する場合、丸棒の電極を適正なギャップを保ちながらZ方向に移動させ、Z方向に丸穴を加工する。

次に、図12図に示す様なオネジ形の電極61

を用い、電極61をZ方向移動させつつ、Z軸まわりに回転位置決めして、メネジ形の冷却孔を形成する。

図13図に、加工例を示す。加工電路に関しては、図8、図9の様に設定し、図11図のコントローラ52にプログラミングすることにより、加工によっても、図8図を越えた場合に、電極50をZ軸方向に回転、並進させる様にする。

以上の方法により、電極の放電による消耗を防止し、容易に溝加工することができる。

図14図には、電極加工でメネジ形冷却孔を形成する実施例を示す。電極80を中空にし、Z軸に直角方向に電解液のノズル穴181を設ける。電極80を放電加工の場合と同様にZ軸まわりに回転させながら、それに同調した送り速度でZ軸方向に並進移動させることにより、螺旋状の溝を作成することができる。

又、回転運動と並進運動を別々に制御することにより、柱の湾曲穴を加工することも可能である。

図14図に、本発明に基づきガスタービン動翼

に設けた冷却孔（冷却流路）の他の実施例の断面図を示す。この図に示した冷却流路は、螺旋状の凹凸のほかに、螺旋部において拡張されたりセス102が形成されている。

図5、図6、図7図に示されているような円筒状の冷却孔は、内部を流れる冷却媒体による対流冷却効果を利用したものであるが、その構造上、冷却孔径に対し軸方向距離が長いため、冷却効果が翼の根元から先端に行くに従って低下する。

これに対して、図15図に示す実施例によると、冷却孔径を軸方向位置に応じて変化させてあるので、その流路形状の変化による冷却媒体の膨張、収縮により、温度境界層の発達を押え抑えることができる。さらに詳しく説明すると、まず、冷却（冷却空気）は、ダブテイル5から流入する。流路として、図15図に示す様な螺旋状溝101が始めに設けられており、表面近傍の熱伝達率の向上を図っている。しかし、冷却空気は更に図の上方向へ流れることにより、温度境界層が発達し、空気とメタルの温度差が少なくなり、熱伝達が低下

する。その後、冷却空気はリセス102に入り膨張することによりミキシングされ、温度が均一化される。更にリセス102の先に設けられた螺旋状溝103に入る時、冷却空気は比較的均一な温度になっており、動翼表面との温度差が大きくなり、熱伝達率の向上が図られる。

このような構造における、螺旋状溝101、103及びリセス102の径 d_1 、 d_2 、 d_3 、長さ l_1 、 l_2 、 l_3 は、動翼の温度分布に応じて定めるものである。

又、本実施例で示す冷却流路を、動翼のメタル温度が最大となる前縁部分又は比較的高くなる後縁部分に設けると、冷却効果が大きいので、翼形性能を向上させることができる。その例が、第16図に示されている。

従来のように、冷却孔の熱伝達率が低いと、先に述べたように、メタル温度を下げるために冷却孔81は大きくしなければならず、そのため第9図の d 、寸法が大きくなり、翼外面の衝突損失が増大し翼性能を低下させる。これに対して、第

16図の如く、本発明による冷却孔又は冷却流路82を動翼前縁部に設けると、冷却効率が高いため、少ない冷却流量でよく、従って前縁の冷却孔を小径化でき、翼の入口寸法 d_1 を小さく(小さなR)でき、衝突損失を少なくできる。また、性能曲線の翼形設計が可能となる。

なお第15図に示す冷却流路の加工は、螺旋状凹凸部については第11、第12例で説明した放電加工法を適用し、リセス部分については、第14例で説明した電解加工法を適用することができる。

〔発明の効果〕

以上詳述したように、本発明によると、冷却流路の壁面には、一条又は複数条の螺旋状凹凸部が形成されているので、流路の渦れに擾乱成分・渦成分を与えることができ、したがって冷却効果を促進し、冷却効率を向上させることができる。

また、冷却流路途中に拡張されたりセスを設けることにより、流路壁面近くの高熱流体が一旦ミキシングされるので温度分布が均一化され、後流

側で再度冷却とメタルの温度差が大きくなり、熱伝達を増し冷却効率を向上させる。この効果はリセス前後の穴径を異なることにより衝突によりミキシングすることができるため、上記同様冷却効率を向上させる。

本発明によれば、このように、少い冷却流量で冷却目標を達成できるので、空気力学的および熱的損失の少い高性能のガスタービン翼が得られる。翼の冷却効率が良いため、翼のメタル温度を下げ、翼の寿命を延ばす。又は、燃焼ガス温度を上げてタービンの熱効率の向上を図ることができる。

タービン動翼の前縁あるいは後縁に上記冷却流路を設ければ、冷却効率が高いため小径穴にでき、肉厚の薄い部分で翼形状を成えることなく、冷却温度を低くおさえることができる。翼入口・出口厚を薄くすることができるため翼入口の衝突損失や翼後縁の後縁損失を少なくすることが可能となり、高性能翼形状を提供できるため、ガスタービン性能の大幅な向上が図れる。

4. 図面の簡単な説明

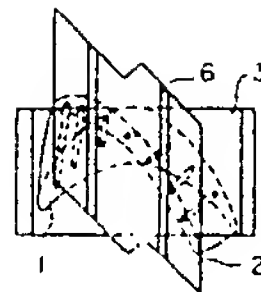
第1～第3図は本発明の1実施例を示し、第1図は動翼部分の平面図、第2図はケーシングと動翼部を示す正面図、第3図はその側面図、第4図は第2図、第3図において40で示す部分の拡大図、第5図～第9図は従来例を示す図であり、第5図は動翼を示す平面図、第6図はケーシングと動翼を示す正面図、第7図はその側面図、第8図は第6図、第7図において40で示す部分の作用を説明するための拡大図、第9図は動翼の平面図、第10図(a)は本発明の実施例の作用を説明するための冷却流路の模式的拡大図、第10図(b)は孔内熱伝達率を示す図、第11図は冷却流路を加工する放電加工機の1例を示す模式的正面図、第12図は螺旋状凹凸加工用の放電加工電極棒の1例を示す正面図、第13図は放電加工によって螺旋状凹凸を形成している状態を示す正面断面図、第14図は電解加工法で螺旋状凹凸を形成する状態を示す正面断面図、第15図は本発明による冷却流路の他の実施例を示す断面図、第16図は第

15図に示す冷却路を翼の前縁に設けた本発明の実施例に係るガスタービン動翼の平面図である。

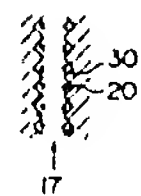
- 1 翼部 8 冷却孔（冷却流路）
11 メネジ 13 凹部
15 凸部 17 放電加工用の電極
20 電解加工用の中空電極

代理人 小 平 平 (他1名)

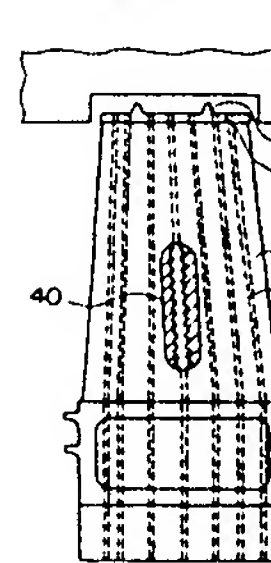
第 1 図



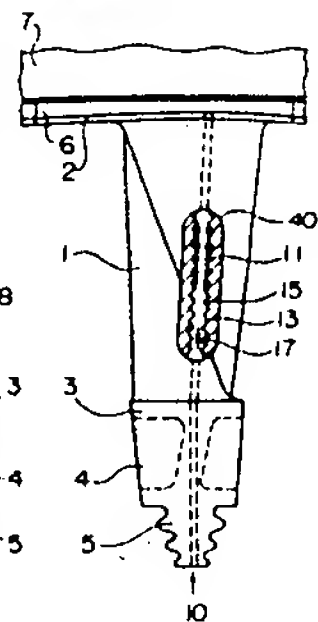
第 4 図



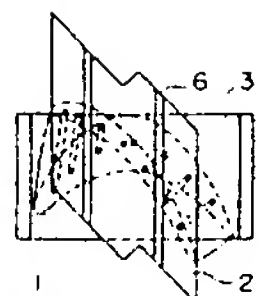
第 2 図



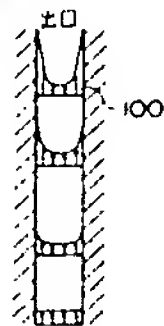
第 3 図



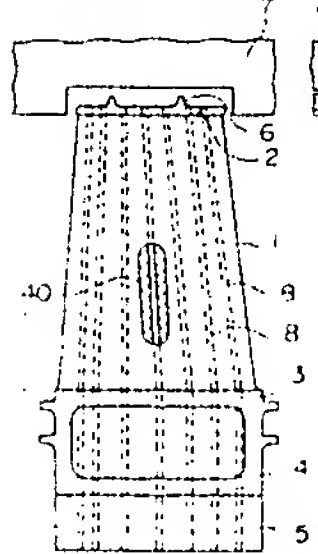
第 5 図



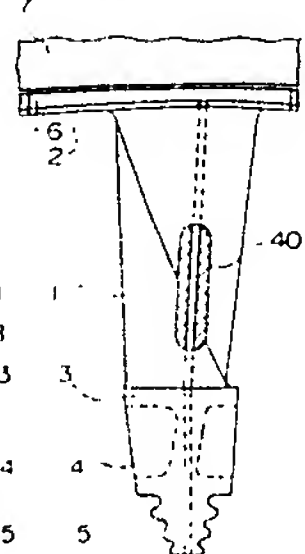
第 8 図



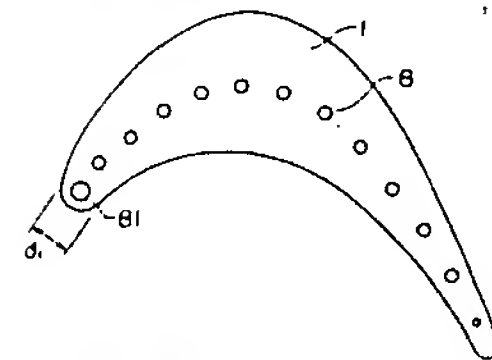
第 6 図



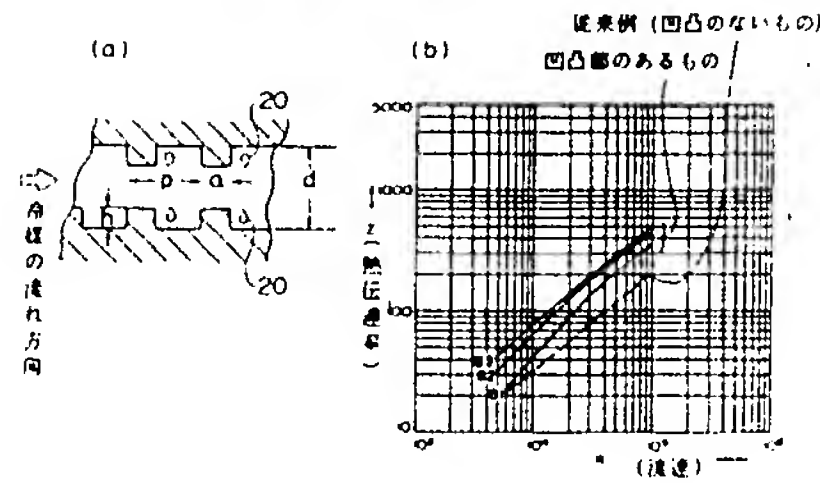
第 7 図



第 9 図



第 10 図



特開平 3-182602 (8)

第 1 頁の続き

⑫発 明 者	飯 塚	信 之	茨城県日立市幸町 3 丁目 1 番 1 号 株式会社日立製作所日立工場内
⑬発 明 者	広 瀬	文 之	茨城県日立市幸町 3 丁目 1 番 1 号 株式会社日立製作所日立工場内
⑭発 明 者	鳥 谷	初	茨城県日立市幸町 3 丁目 1 番 1 号 株式会社日立製作所日立工場内

